

## Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Análise experimental do escoamento ao redor de veículos espaciais no regime transônico utilizando-se a técnica de Tinta Sensível à Pressão

Bolsista: Jessica Jia Ling Hsu

Orientador (a): Prof. Dra. Ana Cristina Avelar

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2013 a Julho de 2014

### Resumo

A análise do escoamento ao redor de modelos aerodinâmicos é de fundamental importância para se entender os fenômenos complexos que ocorrem em diferentes regimes de escoamento. Para medidas de pressão, no presente estudo foram utilizadas as técnicas de Tinta Sensível a Pressão, *Pressure Sensitive Paint*, (PSP), e a de tomadas de pressão para validação dos resultados obtidos com a técnica PSP. Para uma melhor compreensão dos fenômenos físicos envolvidos foi utilizada também a técnica *Schlieren* de visualização de escoamentos. Os ensaios relatados, utilizando um modelo do veículo de sondagem VS-40, foram realizados no Túnel Transônico Piloto (TTP), da Divisão de Aerodinâmica (ALA), do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Os resultados de medidas de pressão apresentados no presente relatório foram realizados no primeiro semestre de 2013, sendo que o processamento da maior parte destes resultados foi realizada no primeiro semestre de 2014. Devido a um problema no compressor do TTP não possível a realização de ensaios neste túnel de até junho de 2014, quando o mesmo foi reparado. Após o concerto do túnel houve tempo hábil apenas para a realização de ensaios rápidos com a técnica *Schlieren*. Devido a impossibilidade de realização de novos ensaios foi realizado um estudo sobre a técnica de Tinta Sensível a Temperatura, *Temperature Sensitive Paint*, (TSP) e será apresentada uma breve introdução sobre a mesma, que será utilizada durante o segundo semestre de 2014.

## 1. Introdução

O estudo da distribuição de pressão e temperatura na superfície de modelos e as técnicas de visualização de escoamento em veículos espaciais são de extrema importância uma vez que fornecem informações importantes sobre fenômenos complexos que ocorrem sobre estes veículos, principalmente no regime transônico. A técnica convencional de medidas de pressão é a de tomadas de pressão, Fig. 1, que consiste em pequenos orifícios instalados na superfície de modelos conectados por tubos muito finos e flexíveis a transdutores de pressão. Embora seja uma técnica relativamente simples para se utilizar, a mesma tem como desvantagens o custo muito elevado de construção do modelo, o tempo de instrumentação do mesmo. No caso de modelos industriais são necessárias centenas de tomadas de pressão para obtenção de resultados com uma resolução aceitável. Outra desvantagem é o fato de não ser possível a instalação em áreas mais finas do modelo, por exemplo em empenas. Como uma alternativa para medidas de pressão sobre modelos aerodinâmicos, nos anos 80 surgiu uma técnica que poderia solucionar os problemas que pesquisadores vinham enfrentando com a técnica de tomadas de pressão, foi desenvolvida a técnica Tinta Sensível à Pressão (*Pressure Sensitive Paint – PSP*). As vantagens que essa técnica apresenta são a alta resolução espacial, o custo relativamente baixo, o tempo de preparo para o ensaio e a possibilidade de poder conseguir dados sobre aquelas áreas muito finas que o método de tomadas de pressão não poderia cobrir. A técnica PSP apresenta também algumas desvantagens, como a degradação da resposta das moléculas luminescentes com o tempo, devido a reação fotoquímica que ocorre quando as moléculas são excitadas. Essa degradação pode ser utilizada para determinar o tempo de vida da tinta durante um ensaio, que varia de acordo com o tamanho do modelo (McLachlan *et al.*, 1995). Uma segunda desvantagem relacionada à técnica PSP é o quanto ao aumento da temperatura pode afetar na emissão da intensidade. Isso ocorre devido a influência que a temperatura tem sobre o estado de energia das moléculas luminescentes, e ocorre com mais frequência em escoamentos compressíveis, onde a recuperação da temperatura na superfície do modelo não é uniforme (Egami *et al.*, 2012).

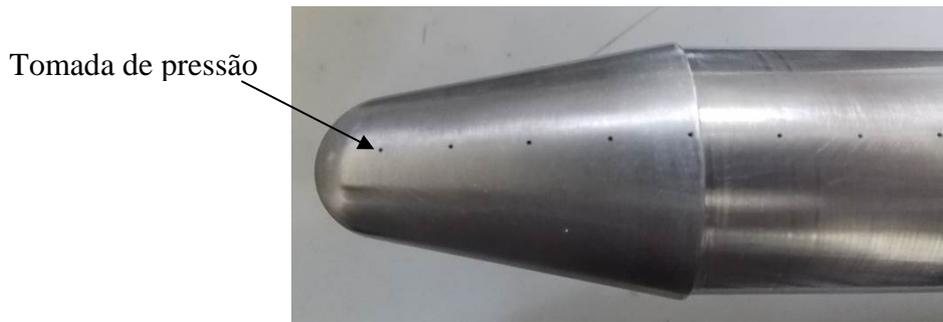


Figura 1. Modelo do veículo de sondagem VS-40 com tomadas de pressão instaladas em sua superfície.

A técnica PSP consiste basicamente em uma tinta com moléculas luminescentes que são sensíveis a presença do oxigênio. O princípio de funcionamento da técnica é baseado na desativação da luminescência devido à presença do oxigênio. A camada de tinta contendo as moléculas luminescentes é excitada eletronicamente para um nível de energia mais elevado quando absorve luz com um determinado comprimento de onda, que é proveniente de um canhão de LED. O retorno dessas moléculas ao seu estado fundamental acontece por um processo radioativo, conhecido por luminescência, ou por um processo não radioativo, através da liberação de calor (Becker, 1980). O processo não radioativo é conhecido pela supressão de oxigênio, onde o estado excitado das moléculas luminescentes é desativado devido a interação com o oxigênio. Devido a esse processo pode-se estabelecer a seguinte relação, quanto maior a proporção de oxigênio, menor será a intensidade de luminescência (Liu *et al.*, 1999). O sistema PSP é composto por uma tinta, fonte de iluminação (canhão de LED), detector de imagem e *softwares* para aquisição e processamento de imagens. Atualmente a técnica PSP está bem estabelecida em importantes institutos de pesquisa no mundo. Algumas revisões sobre o uso da luminescência para medir pressão e da técnica PSP foram realizadas por Peterson and Fitzgerald (1980), Ardasheva *et al.* (1985), Gouterman *et al.* (1990) e Liu *et al.* (1997).

Em complementação à técnica PSP será utilizada no segundo semestre a técnica de Tinta Sensível à Temperatura, que possibilitará visualizar como se distribui a temperatura ao longo da superfície de corpos aerodinâmicos e também a transição da camada limite laminar-turbulenta. Antes do surgimento da técnica TSP, para medir distribuição de temperatura eram utilizadas a termografia fosforescente, que assim como a técnica PSP depende da luminescência, ou em forma de cristais líquidos termocromáticos. Um dos primeiros a utilizar

termografia fosforescente em ensaios aerodinâmicos foi Bradley (1953), que utilizou uma mistura de termografia fosforescente e algumas ligas aplicadas a uma peça de cerâmica. Após Bradley, entre 1969 e 1999 vários pesquisadores realizaram ensaios em túneis de vento de alta velocidade esta técnica, como Czysz e Dixon (1969) e Merski (1999). Enquanto a termografia fosforescente era utilizada através de uma combinação com ligas, o método dos cristais líquidos termocromáticos era aplicado a uma superfície escura onde era possível refletir luz e a cor variava de acordo com a temperatura. O pesquisador Klein (1968) e alguns outros cientistas foram os primeiros a utilizar este método em um ensaio aerodinâmico, tornando esse método uma técnica global para medir temperatura. A partir dessas grandes descobertas do passado, surgiu a tinta TSP, sendo utilizada pela primeira vez em 1982 por Kolodner e Tyson, que utilizaram um composto à base de európio, uma espécie de metal macio. Existem também outras fórmulas da tinta TSP que são desenvolvidas de acordo com a necessidade dos pesquisadores. É possível encontrar a tinta TSP em duas composições, EuTTA, aplicada em temperaturas de -20 a 100°C, e a Ru (bpy), utilizada em temperaturas de 0 a 90°C (Liu and Sullivan, 2005).

A técnica TSP é muito eficiente para corrigir o problema de sensibilidade a temperatura que a técnica PSP apresenta, além de ser um excelente método para detectar transição da camada limite devido a diferença de transferência de calor que ocorre na camada limite laminar e turbulenta, mas é importante ressaltar que com o uso da técnica TSP só é levada em conta a transferência de calor por convecção (Hammer *et al*, 2002). Seguindo a ideia da técnica PSP, o método TSP é não intrusivo, possui uma resposta a mudanças de temperatura relativamente rápida e possui alta qualidade espacial. O processo foto-físico que ocorre na técnica TSP é similar ao que ocorre na PSP, a maior diferença é que ao invés de supressão de oxigênio tem-se a supressão da temperatura, um processo não radioativo. A desativação da temperatura faz com que a luminescência seja dependente da variação da temperatura, ou seja, a intensidade da luminescência. Essa intensidade pode ser previamente medida por meio de uma calibração. Um kit típico de TSP consiste em uma tinta com moléculas luminescentes com uma liga impermeável ao oxigênio. O processo de funcionamento da técnica TSP baseia-se na sensibilidade de moléculas luminescentes ao calor do ambiente, onde ao receber iluminação, as moléculas luminescentes são elevadas a um estado eletronicamente energético ao absorver fótons de um determinado comprimento de onda e é desativada através da emissão de um fóton de maior comprimento de onda que o absorvido, (Callis *et al*, 1997). Na

Fig. 2 é possível visualizar o esquema do princípio de funcionamento da técnica TSP, que é bem similar à técnica PSP.

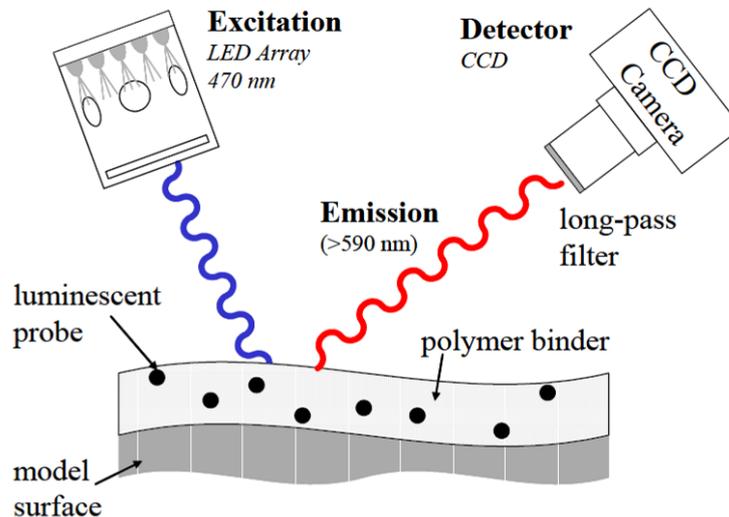


Figura 2. Representação do princípio de funcionamento da técnica TSP.

Uma terceira técnica utilizada neste estudo é a técnica de visualização *Schlieren*, muito bem estabelecida para a visualização de fenômenos complexos do escoamento que ocorrem de acordo com o aumento do número de Mach. A técnica surgiu com um experimento realizado por Robert Hooke, considerado por muitos o pai da não homogeneidade, que utilizou duas lentes convexas e uma vela, como fonte de luz. Em 1864 August Topler, realizou melhorias no sistema da técnica, mas foi somente em 1859 que Foucault aperfeiçoou a técnica ao que é utilizado nos dias atuais (Settles, 2001). O método de visualização *Schlieren* é um método bem similar ao *shadowgraph*, e se baseia na deflexão angular sofrida por um feixe de luz colimado ao passar por um meio que possui variação de densidade (Merzkirch, 2007).

Durante o projeto foi utilizado um modelo na escala de 1:34 do veículo de sondagem VS-40, desenvolvido no IAE e que foi escolhido para colocar em órbita o Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA). O modelo do VS-40 utilizado no presente estudo possui um nariz em formato abalado (módulo SARA), e o corpo em formato cilíndrico com dois pares de aletas ao final do corpo. Foi inicialmente construído para qualificar o quarto estágio do Veículo Lançador de Satélite 1 (VLS-1), porém foi percebido que o VS-40 era muito estável, eficiente e tinha portanto um futuro promissor como veículo de lançamento (Pereira e Moraes, 2000). No presente relatório será apresentado resumidamente todo o processo necessário para se

realizar ensaios experimentais com as técnicas descritas acima, bem como calibração da tinta, pintura do modelo, aquisição e processamento de imagens, como se obtém uma imagem por meio do método de visualização *Schlieren* e a exposição de alguns resultados analisados.

## 2. Material e métodos

O experimento para medida de pressão com PSP é iniciado com a pintura do modelo, com o auxílio de um *spray* de ar comprimido, tomando os cuidados necessários para que não seja aplicada uma camada muito espessa de tinta e para que no caso de modelos com tomadas de pressão, como o VS-40, essas não sejam obstruídas pela tinta. Em seguida o modelo permanece em uma estufa onde se iniciará o procedimento de cura da tinta, por cerca de 01h30min à temperatura de 60°C. Na Fig. 5 é possível visualizar o resultado final da pintura e o modelo já instalado na seção de testes do túnel de vento.

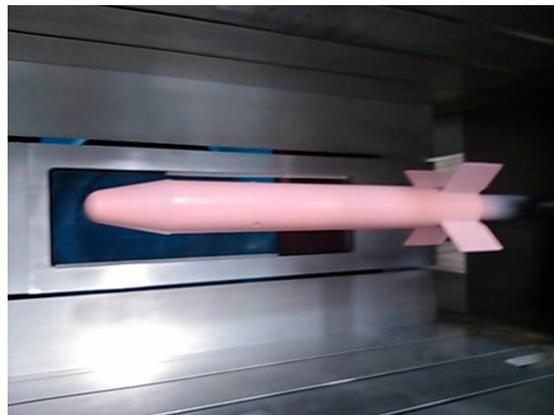


Figura 5. Modelo do VS-40 pintado e instalado na seção de testes do TTP.

A descrição do processo de aquisição de imagens foi detalhado no relatório anterior e maiores detalhes podem ser encontrados em Avelar *et al.* (2014).

Após o processo descrito acima, o modelo é instalado na seção de testes do TTP. O TTP, Fig. 6 e Fig. 7, é uma instalação de circuito fechado que opera com um compressor principal axial de dois estágios com 830 kW de potência. Sua seção de testes tem dimensões de 0,30 m x 0,25 m x 0,85 m (largura, altura e comprimento). Possui sistemas automáticos de controle de pressão total, número de Reynolds, temperatura e umidade na seção de testes. Durante um ensaio o TTP é capaz de operar entre número de Mach 0,2 a 1,3, e por possuir um sistema de

injeção que atua por 30 segundos, é possível utilizar a combinação de compressor e injeção para conseguir um pouco mais de potência no número de Mach. O túnel ainda conta com balanças internas, módulos de varredura de sensores de pressão, suporte para ensaios de visualização *Schlieren*, suporte para a técnica PSP, aparato para realizar ensaios com anemometria de fio-quente, dispositivos de calibração e um sistema que torna possível a variação do ângulo de ataque. A câmara plena do TTP conta com uma primeira garganta, para aceleração do escoamento, a seção de testes, a seção de flaps, responsável por retirar o ar da câmara plena e o enviar de volta ao início da seção de testes (Fico Junior e Ortega, 1993); a segunda garganta, onde ocorre a redução de perda de cargas e onde normalmente ocorre o choque; e por fim a câmara de mistura de injeção, que opera em conjunto com o compressor (Falcão Filho e Mello, 2002).



Figura 6. Exterior do TTP.



Figura 7. Detalhes da câmara plena do TTP.

Para o ensaio utilizando a técnica de visualização *Schlieren*, são necessários os seguintes itens: uma fonte de luz, espelhos parabólicos, uma câmera e um aparato conhecido como faca. A luz atravessa uma fenda e é refletida nos espelhos parabólicos localizados antes da seção de testes, o que faz com que os raios de luz se tornem paralelos. Do outro lado da seção de testes estão outros espelhos parabólicos, que reajustam o foco da luz para um único ponto focal, chegando até as lentes da câmera. Mas o que faz com que a técnica de visualização *Schlieren* seja diferente da técnica de *Shadowgraph*, é a barreira (faca) posicionada no ponto focal, e dentro da seção de testes, o modelo utilizado causa uma “distorção” no ar e bloqueia os raios de luz fazendo com que seja criada uma silhueta. O que causa a possibilidade de visualizar os efeitos causados por diferentes velocidades é a densidade do ar que varia de acordo com o aumento de temperatura, e isso faz com que alguns raios de luz façam uma

curva que faz com que esses raios sejam barrados pela faca, tornando a imagem escura. Um esquema da técnica pode ser visualizado na Fig. 8.

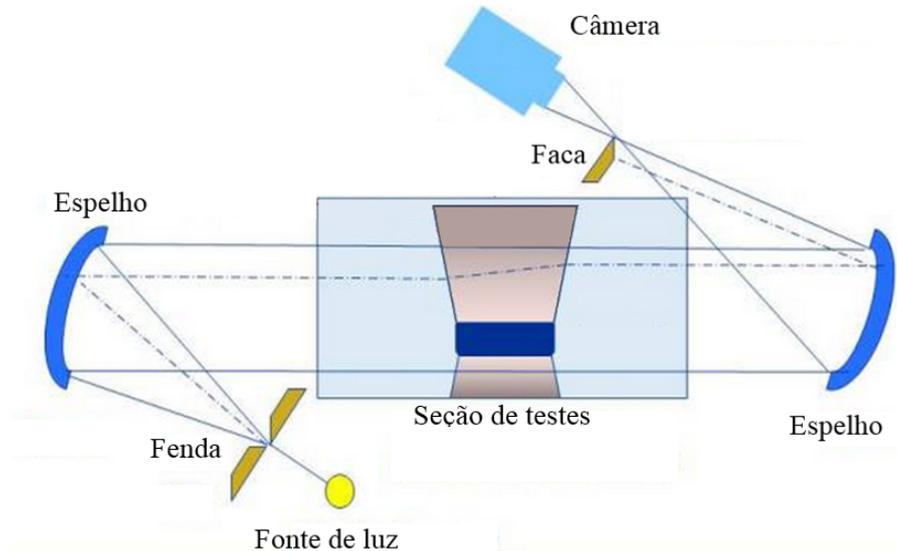


Figura 8. Descrição do método de funcionamento da técnica *Schlieren*.

### 3. Resultados

Infelizmente não foi possível obter novos dados com as técnicas PSP e tomadas de pressão, devido a manutenção do TTP que foi finalizada no mês de Junho, e por esse motivo serão apresentados resultados de dados que foram obtidos antes da manutenção do TTP e que foram analisados no segundo semestre deste ano. Na Fig. 9 (*a*, *b* e *c*), pode-se visualizar alguns resultados onde foram utilizadas as técnicas PSP, tomadas de pressão e CFD, para efeito de comparação, para número de Mach 0.6, 0.8 e 1. A análise com CFD foi realizada pelo pesquisador Edson Basso, da ALA, e uma descrição detalhada do da mesma pode ser encontrada em Avelar *et al.* (2014).

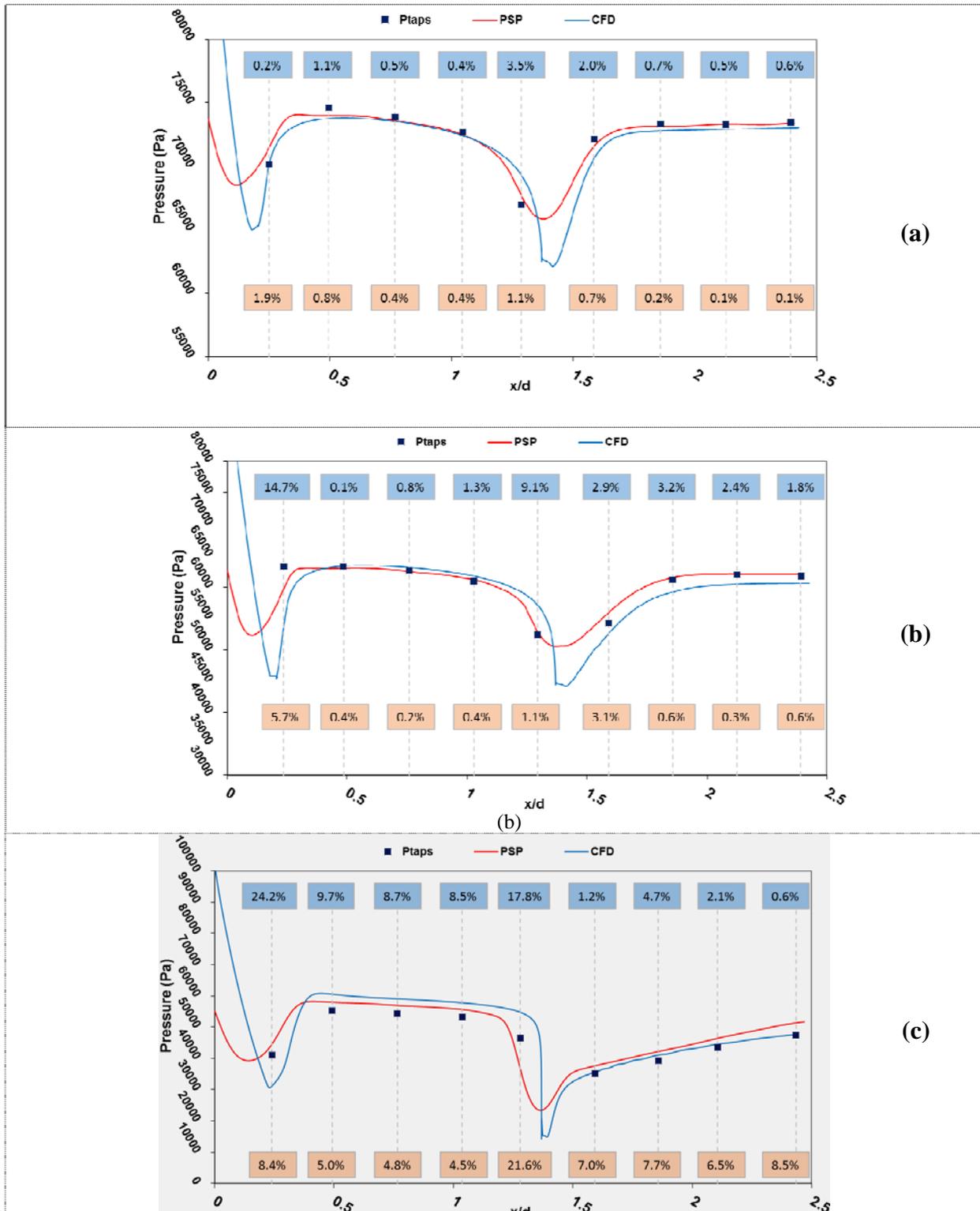


Figura 9. Resultados obtidos a partir da comparação entre as técnicas de tomada de pressão, PSP e CFD, a) Mach 0.6, b) Mach 0.8 e c) Mach 1.

Nos resultados da figura acima, os quadrados azuis expressam a diferença relativa entre tomadas de pressão e CFD, enquanto os quadrados vermelhos representam a diferença relativa entre tomadas de pressão e PSP. Para números de Mach 0.6 e 0.8, pôde-se obter um bom acordo entre as técnicas, onde a maior percentagem de erro relativo chegava a 1%, mas que não foi possível notar para número de Mach 1, onde o erro relativo atingia cerca de 10%. De modo geral, as melhores concordâncias estão entre as técnicas experimentais, onde observa-se resultados muito próximos para os três casos de estudo, onde os desvios se elevam de acordo com o número de Mach. Apesar desses desvios, pode ser vista uma boa concordância entre as técnicas.

Já os resultados obtidos com a técnica de visualização *Schlieren* foram obtidos recentemente, para substituição de imagens obtidas no semestre anterior, de qualidade inferior. As imagens obtidas podem ser visualizadas na Tab. 1, para valores de número de Mach entre 0.6 e 1.08.

Tabela 1. Imagens obtidas com a técnica de visualização *Schlieren* para número de Mach variando entre 0.6 e 1.08.

|  |  |   |  |
|--|--|---|--|
| <br>Mach 0.6  | <br>Mach 0.7  | <br>Mach 0.8  | <br>Mach 0.81 |
| <br>Mach 0.83 | <br>Mach 0.84 | <br>Mach 0.86 | <br>Mach 0.87 |
| <br>Mach 0.89 | <br>Mach 0.91 | <br>Mach 0.92 | <br>Mach 0.95 |
| <br>Mach 0.98 | <br>Mach 0.99 | <br>Mach 1.01 | <br>Mach 1.02 |



Nas imagens acima, para número de Mach entre 0.6 e 0.7 o escoamento parece completamente subsônico, mas entre número de Mach 0.7 e 0.8 uma região de separação pode ser notada. Em número de Mach 0.81 não se percebe a formação significativa de expansão ou choque, apenas uma pequena região no cone que apresenta gradiente de densidade. Aparentemente essa região progride até aparentar um contraste apreciável em número de Mach 0.83 onde pode-se visualizar uma região escura, e em número de Mach 0.84 quando outra região escura se junta à primeira. Portanto o número de Mach crítico é 0.83. Apesar das imagens não serem de alta definição, é possível observar o descolamento da camada limite causado pelo degrau que conecta a parte frontal à parte cilíndrica do modelo. Para número de Mach 0.86 o efeito de expansão é forte e a se inicia a formação de uma onda de choque suave e múltipla. Esse tipo de formação é provocado pela interação entre a camada limite laminar e a onda de choque. Em número de Mach 0.87 um padrão de expansão e onda de choque é iniciado seguido de duas ondas de choque. Conforme a velocidade aumenta, a primeira formação é expandida e os dois choques se tornam um a número de Mach 0.89. Para número de Mach 0.91, os choques se tornam uma única onda de choque normal e seguem um padrão familiar de expansão seguida por onda de choque. Porém, quando a velocidade aumenta esse padrão é modificado provavelmente devido ao forte descolamento da camada limite na região do cone, em número de Mach 0.92. Em número de Mach 0.95 pode-se ver que a onda de choque ganha um formato mais complexo. Nessa mesma faixa de velocidade é possível observar que a região da frente do modelo começa a alcançar condição supercrítica, demonstrada pela pequena região de choque normal. Ainda nessa faixa de velocidade nota-se que o número de pequenos choques é bem alto por causa da condição laminar da camada limite. A partir da literatura sabe-se que a camada limite laminar é mais fraca e qualquer gradiente adverso de densidade pode provocar espessamento local da camada limite e consequentemente se iniciam ondas de expansão/choque. Nas figuras seguintes, nota-se que o aumento da velocidade provoca a fusão de pequenas ondas de choque deixando-as mais

fortes. Para número de Mach 0.98 pode-se visualizar apenas dois desses grupos, e em Mach 1.01 apenas um grupo com uma forma familiar pode ser observado. Na faixa de número de Mach entre 0.92 a 1.06, a formação de onda de expansão/choque após o cone envolve uma forte onda de choque com uma única formação, após passar pela camada limite/interferência de choque. Quando o escoamento atinge número de Mach 1.08 não é possível observar mais a onda de choque após o cone e a formação de onda de choque/expansão está bem definida. É importante observar a presença de uma onda de choque suave na frente do modelo por causa da característica supersônica do campo de escoamento. Para número de Mach entre 1.01 e 1.06 não é possível acompanhar o descolamento da onda de choque à frente do modelo por estar fora da parte visível da janela.

#### **4. Conclusões**

Após a apresentação das técnicas e métodos utilizados pode-se concluir que as técnicas apresentadas são ferramentas importantes para a análise de escoamento sobre corpos aerodinâmicos. Os resultados comparativos entre os métodos experimentais e o método numérico foram satisfatórios apesar de algumas diferenças significativas, pois durante a confecção da malha e do modelo não foram consideradas as paredes do túnel de vento, podendo vir a ser esse o motivo de grandes discrepâncias. Durante esse semestre, no qual não foi possível realizar ensaios em túnel de vento, a aluna se atentou a fazer uma revisão bibliográfica da técnica TSP, recém adquirida e será utilizada em ensaios futuros. A técnica TSP será de grande e valiosa importância em análises utilizando a técnica PSP, pois a partir dela pode-se corrigir efeitos de sensibilidade à temperatura que podem vir a comprometer os resultados obtidos e poderão ser obtidos dados sobre a variação da temperatura ao longo da superfície de modelos. Sobre a técnica de visualização *Schlieren*, pode-se dizer que não existe outra técnica relativamente simples que possa proporcionar a visualização de fenômenos complexos com tanta eficiência e riqueza de detalhes.

## Referências

Avelar, A. C., Falcão Filho, J. B. P., Hsu, J. J. L., 2013, “Surface Pressure Measurements on a Space Launch Vehicle in Transonic Regime”, 22nd Congress of Mechanical Engineering, Riberão Preto, São Paulo, Brasil.

Avelar, A. C., Basso, E., Falcão Filho, J. B. P., Romero, P. G. M., Hsu, J. J. L., 2014, “Experimental and Numerical Analysis of the Flow Patterns Around a Sounding Rocket in the Transonic Regime”, 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, United States of America.

Ardasheva, M. M., Nevskii, L. B. and Pervushin, G. E. (1985), “Measurement of Pressure Distribution by Means of Indicator Coatings”, Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, No. 4, 24-33.

Becker, J. V., “The high-speed frontier: case histories of four NACA programs, 1920-1950, Washington, DC, NASA SP-445, 1980, p-16.

Bradley, L. C., 1953, “A temperature-sensitive phosphor used to measure surface temperature in aerodynamics”, Rev Sci Instrum 24(3): 219-220.

Callis, J., Gouterman, M., Burns, D., Kavandi, J., Gallery, J., Khalil, G., Green, E., McLachlan, B., Crowder, J., 1990, “Luminescence imaging for aerodynamic testing”, In: Sullivan JP, Holmes B (eds) Proc. of the ONR/NASA Workshop on Quantitative Flow Visualization, Purdue University, IN, USA.

Czysz, P., Dixon, W. P., 1969, “Quantitative heat transfer measurement using thermographic Phosphors”, SPIE Journal 7(3): 77-79.

Egami, Y., Fujii, K., Takagi, T., Matsuda, Y., Yamaguchi, H., Niimi, T., “Reduction Of Temperature Effect in Pressure-Sensitive Paint Measurements by Model Materials and Coatings”, 28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference, 25 - 28 June 2012, New Orleans, Louisiana.

Falcão Filho, J. B. P., Avelar, A. C., Reis, M. L. da C., “Historical Review and Future Perspectives For Pilot Transonic Wind Tunnel of IAE”, Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 1, No. 1, pp. 19-27, 2009.

Fico Junior, N. G. C. R., Ortega, M. A., 1993, “Numerical Prediction of Flap Losses in a Transonic Wind Tunnel”, AIAA Journal, Vol. 31, No. 1, p. 133-139.

Hammer, M. P., Popernack, T. G. Jr., Owens, L. R., Wahls, R. A., “Using Temperature Sensitive Paint Technology”, 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 14-17 January 2002, Reno, Nevada – United States of America.

Klein, E. J., 1968, “Liquid crystals in aerodynamic testing”, *Aeronautics and Astronautics*, July: 70-73.

Kolodner, P., Tyson, A., 1982, “Microscope fluorescent imaging of surface temperature profiles with 0.01 C resolution”, *Appl Phys Lett* 40(9): 782-784.

Liu, T., Sullivan, J. P., “Pressure and Temperature Sensitive Paints”, Springer-Verlag, New York, 2005.

Liu, T., Bencic, T., Sullivan, J. P., 1999, “Pressure Sensitive Paints”, Springer-Verlag.

Liu T, Campbell B, Bruns S, Sullivan JP (1997b) Temperature- and pressure-sensitive luminescent paints in aerodynamics. *Applied Mechanics Reviews* 50(4): 227-246

McLachlan, B. G., Bell, J. H., 1995, “Pressure-sensitive paint in aerodynamic testing”, *Experimental Thermal and Fluid Science* 10: pp. 470-485.

Merski, N. R., 1999, “Global aeroheating wind-tunnel measurements using improved twocolor phosphor thermography method”, *Journal of Spacecraft and Rockets* 36(2): 160-170.

Pedrassi, M., 2009, “Desenvolvimento da Técnica de Tinta Sensível a Pressão (PSP) Para Medidas de Campos de Pressão em Modelos Aerodinamicos”, Instituto Tecnológico Aeronáutico, São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

Pereira, A. L., Moraes, P. Jr., 2000, “Ensaio aerodinâmicos em voo do foguete suborbital VS-40”.

Peterson, J. I. and Fitzgerald, V. F., “New Technique of Surface Flow Visualization Based on Oxygen Quenching of Fluorescence”, *Review of Scientific Instruments*, vol. 51, no. 5, May 1980, pp. 133-136.

Burns, S.P., Liu, T., Campbell, B. T., Sullivan, J. P., 1997, "Temperature- and Pressure-Sensitive Luminescent Paints in Aerodynamics", *Applied Mechanics Reviews*, vol. 50, pp.227-246.

Settles, G. S., 2001, “Schlieren and Shadowgraph Techniques”, Springer.

Merzkirch, W., “Density-Based Techniques”, from *The Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*, Tropea, C., Yarin, A. L., Foss, J. F., Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007.



Le Sant, Y., Mérienne, M. –C., 2005, “Surface pressure measurements by using pressure-sensitive paints”, Aerospace, Science and Technology.

### **Trabalhos apresentados:**

Avelar, A. C., Basso, E., Falcão Filho, J. B. P., Romero, P. G. M., Hsu, J. J. L., 2014, “Experimental and Numerical Analysis of the Flow Patterns Around a Sounding Rocket in the Transonic Regime”, 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, United States of America.

Ribeiro de Barros Aguiar, A., Francisco, C. P. F., Avelar, A. C., Falcão Filho, J. B. P., Hsu, J. J. L., 2012, “Pressure Distributions on a Agard Model in a Transonic Wind Tunnel Using the PSP Technique”, 14th ENCIT, Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.

### **Artigos Aceitos:**

Avelar, A. C., Basso, E., Falcão Filho, J. B. P., Romero, P. G. M., Hsu, J. J. L., 2014, “Investigation of the Flow Pattern on a Sounding Rocket Fore-Body Section”, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russia.